



Módulo de potencia para un picosatélite experimental tipo Cubesat

Power module for an experimental picosatellite Cubesat type

Javier Castro Avellaneda¹ Alfredo Grajales Henríquez² Jorge Enrique Salamanca Céspedes³

Para citar este artículo: Castro, J, Grajales, A, Salamanca, J. (2016). Módulo de potencia para un picosatélite experimental tipo cubesat. *Revista Redes de Ingeniería*. 7(1), 73-83. Doi: 10.14483/udistrital.jour.redes.2016.1.a07

Recibido: 9-abril-2015 / **Aprobado:** 13-junio-2016

Resumen

Se describe el Módulo de Potencia para un picosatélite siguiendo el estándar CubeSat [1,2,3,13]. El proyecto del Módulo de Potencia se desarrolla en cuatro fases: estudio, diseño, implementación y pruebas. En la fase de estudio se revisa el marco teórico y los diseños preliminares hechos en la Universidad Distrital [4,5] y de otros satélites tipo CubeSat desarrollados en el mundo, también investiga tecnologías y componentes existentes en el mercado y su asequibilidad. La fase de diseño implica el análisis del sistema y la utilización de un programa de diseño computacional para generar el hardware necesario. El objetivo final es obtener un Módulo de Potencia funcional que trabaje en las condiciones del entorno espacial en el que el picosatélite cumplirá su misión, que en el caso del picosatélite experimental "CubeSat UD Colombia 1" está enfocada a una aplicación en telemedicina, con una carga útil representada en el sistema de telecomunicaciones.

Palabras clave: baterías, convertidores DC-DC, electrónica de potencia, estándar CubeSat, gestión de energía, Módulo de Potencia, paneles solares, picosatélite experimental CubeSat UD Colombia 1.

Abstract

This article describes a power module for picosatellite following CubeSat standard requirements [1,2,3,13]. The Power Module project is developed in four phases: study, design, implementation and testing. In the study phase of the theoretical framework and preliminary designs made in the Universidad Distrital [4,5] and other CubeSat developed in the world is reviewed, also investigates existing technologies and components in the market and its affordability. The design phase involves analysis of the system and using a computer program designed to generate the necessary hardware. The ultimate goal is to obtain a functional power module and work in space environment conditions in which the picosatellite keep his focus on an application in telemedicine, with a payload that would become the telecommunications system mission.

Keywords: Power Module, Picosatellite Experimental CubeSat UD Colombia 1 Standard CubeSat, DC-DC converters, Solar Panels, Batteries, Power Management, Power Electronic.

1. Estudiante Ingeniería Electrónica, Universidad Distrital Francisco José de Caldas. Correo electrónico: jcastroa@correo.udistrital.edu.co
2. Estudiante Ingeniería Electrónica, Universidad Distrital Francisco José de Caldas. Correo electrónico: agrajalesh@correo.udistrital.edu.co
3. Profesor Tiempo Completo Planta, Universidad Distrital Francisco José de Caldas Correo electrónico: jesalamancac@gmail.com

INTRODUCCIÓN

El Módulo de Potencia debe asegurar el constante suministro de energía eléctrica para el correcto funcionamiento de los distintos subsistemas en el picosatélite. Hace uso como en la mayoría de satélites cercanos a La Tierra de la principal fuente disponible e “inagotable” de energía en el espacio exterior, la radiación solar, siendo la energía solar convertida en otras formas de energía como la energía eléctrica.

Para disponer de energía eléctrica a partir de la radiación solar, se implementa unos módulos llamados paneles solares, los cuales transforman la energía solar en energía eléctrica a través de unos elementos básicos llamados celdas fotovoltaicas. La energía eléctrica obtenida por los paneles solares es entregada al Módulo de Potencia, el cual acondiciona, transfiere y distribuye potencia eléctrica a los distintos subsistemas (también llamados usuarios) del picosatélite, de acuerdo a sus necesidades de consumo.

Los picosatélites generalmente se diseñan para evitar la falta de energía durante eclipses (esto ocurre al obstruir la tierra, la radiación solar hacia el satélite), por lo que se requiere contar con un sistema de almacenamiento de energía para tal escenario. Un arreglo de baterías sirve como soporte, como complemento a los requerimientos de consumo del picosatélite y así asegurar la continuidad del servicio eléctrico.

Como no todos los subsistemas en un picosatélite trabajan todo el tiempo, ni al mismo tiempo, por eso hay que gestionar y administrar la energía para optimizarla dentro de los límites de tolerancia y niveles posibles para alargar la vida útil del satélite, mediante sistemas automáticos o por microcontrolador.

Adicionalmente el Módulo de Potencia debe asegurar correctos niveles de voltaje y corriente para por los diferentes módulos del satélite hasta en los escenarios de operación más críticos y en las

condiciones más adversas. Asimismo, generalmente estos subsistemas trabajan con potencia DC y lo que se hace es implementar reguladores convertidores DC-DC, ya sea reductores, elevadores o inversores, por lo que viene a constituirse en la unidad básica del Módulo de Potencia.

Teniendo en cuenta que el espacio exterior es el medio en que trabaja el satélite, el Módulo de Potencia debe prevenir fallos y tomar decisiones si ocurren eventos críticos y por lo tanto la tecnología utilizada debe tener características especiales, diferentes a los elementos utilizados en la Tierra, así, hay que investigar las tecnologías disponibles en el mercado.

En conclusión, este proyecto desarrolla un módulo funcional de suministro de potencia para el picosatélite experimental CubeSat UD Colombia 1 que funcione en las condiciones del espacio exterior. La figura 1 muestra los elementos clave o periféricos vinculados al Módulo de Potencia (EPS: Electric Power System).

AMBIENTE ESPACIAL

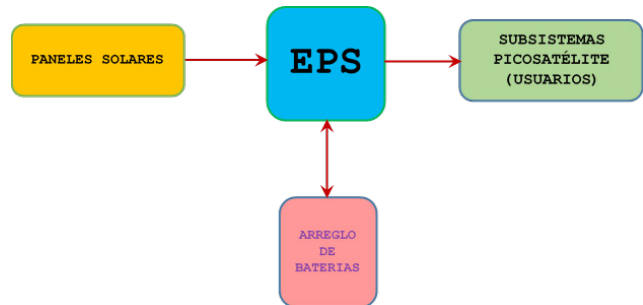


Figura 1. Configuración Básica del Módulo de Potencia.

A continuación se describe brevemente las características del ambiente espacial [6].

Órbita

El satélite será lanzado en una “Órbita Terrestre Baja” (LEO: *Low Earth Orbit*) siguiendo una trayectoria Polar a una velocidad cercana a los 27000

Km/h, con un periodo orbital de entre 90 minutos y 110 minutos, y que representa de entre 13 y 16 órbitas por día. La altura del picosatélite se encuentra entre los 600 Km y los 800 km (para comparar muy cerca por debajo de esa altura se encuentra la Estación Espacial Internacional cuya altitud es de aproximadamente 400 Km), figura 2.

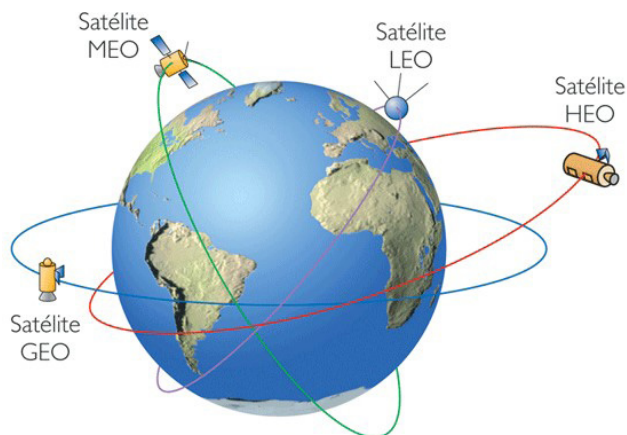


Figura 2. Tipos de órbita terrestre [14].

Como resultado de una órbita baja terrestre cercana a la superficie de la Tierra se presenta una atmósfera más 'densa', por lo que se estima que la altura del picosatélite decaiga lentamente por el rozamiento hasta desintegrarse en la atmósfera; su vida útil se halla entre los ocho meses y los cuatro años, pero el decaimiento depende de otros factores como el diseño interno del picosatélite, la inclinación de la órbita, la excentricidad de esta y de si por ejemplo el picosatélite lleva propulsores.

Esa órbita baja permite que la potencia necesaria para transmisión y recepción de información sea menor en comparación con las órbitas superiores, algo acorde al tamaño, peso y enfoque académico del picosatélite.

Radiación

En el espacio existen básicamente dos tipos de radiación que afectan al satélite: la radiación electromagnética y la radiación de partículas. La mayor

parte de esta radiación proviene directamente del sol, pero la radiación cósmica y la radiación de partículas desde el campo magnético de la Tierra también son significativas. La radiación de partículas del campo magnético es básicamente radiación de partículas del sol que han sido capturadas en el campo magnético de la tierra, y se mueve alrededor de la Tierra en cinturones anchos. Debido a que esta radiación se halla contenida (en su mayoría) en estas bandas, es de poca importancia fuera de ellas.

En órbita LEO, el picosatélite se encuentra por debajo de estos cinturones, que comienzan en alrededor de 1000 km de altitud (Cinturón de Vall Allen). Ambos tipos de radiación, de partículas y electromagnética, degradan con el tiempo la electrónica. Por esa razón los dispositivos electrónicos usados a bordo tienen unas características y rangos especiales de funcionamiento y han de ser probados en tierra para asegurarse de que son lo suficientemente resistentes para soportar la radiación.

La radiación también puede causar errores en dispositivos lógicos. Esto ocurre cuando una partícula de alta energía golpea el dispositivo y puede suceder una de dos cosas: el primer escenario es cuando las partículas chocan a través del material del dispositivo e ioniza una trayectoria de partículas en su camino, esta trayectoria actuará entonces como un corto circuito entre las partes o capas de la PCB. El segundo escenario es cuando una partícula de alta energía golpea un átomo con suficiente energía para dividirlo, y las partes individuales entonces traza una trayectoria de partículas ionizadas en todo el material. Este fenómeno se conoce como *Single Event Upset (SEU)*, como se muestra en la figura 3, y puede cambiar los datos almacenados digitalmente o causar la apertura o cierre de una compuerta lógica en el momento equivocado. Si el impacto en el dispositivo es de una naturaleza más grave, la partícula de alta energía directamente puede causar daños en dispositivos o hardware, esto se conoce como un *Single Event Latch-up (SEL)*. El software puede ser programado

para detectar y corregir errores digitales (SEU), pero eventos tipo SEL debe ser detectados y corregidos en hardware.

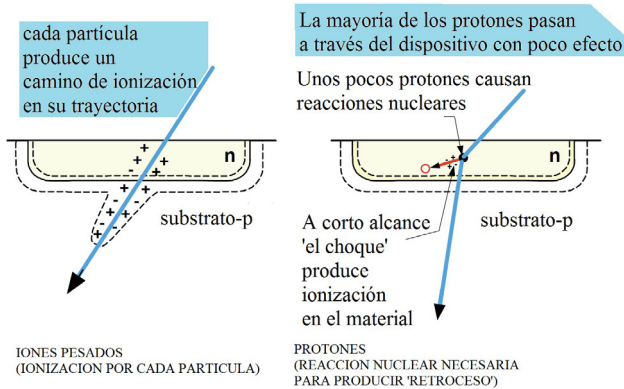


Figura 3. Eventos de partículas de alta energía que afectan los circuitos en el espacio – SEU [15].

Temperatura y presión

A una altitud de 600 kilómetros hay muy poca atmósfera y se puede considerar un “vacío”. Esto implica que los componentes que consisten en materiales volátiles sufrirán de evaporación (desgasificación) y por lo tanto todos los componentes utilizados en el Módulo de Potencia deben ser probados a fondo por su capacidad para soportar el vacío.

Puesto que el Módulo de Potencia estará en un vacío, todo el transporte de calor va a ser por conducción de calor internamente en el satélite o por radiación de ese calor, pero no habrá convección. El rango de temperatura que el satélite debe ser capaz de soportar durante el lanzamiento es de -40°C a 80°C y estas son las temperaturas a las que el satélite está expuesto cuando está dentro del vehículo lanzador (cohete). Las temperaturas en órbita dependerán principalmente del diseño térmico del satélite y como no se ha realizado para esta misión, se dependerá de los cálculos de otras universidades que han construido satélites CubeSat. El TIT de Tokio calcula que las temperaturas en órbita deben

varía de -40°C a 80°C y la SSEL de Montana estima que el intervalo de temperatura es de -120°C a 100°C externamente. Aunque hay diferencias en los cálculos de las dos universidades se puede concluir que el picosatélite debe ser capaz de sobrevivir en un ambiente térmico muy hostil, con temperaturas exteriores que cambian bruscamente, sometiendo al picosatélite a ‘estrés’ térmico.

Aceleración y vibraciones

Siempre y cuando el picosatélite está en órbita, no habrá vibraciones inducidas externamente, y la aceleración será menor que en la Tierra. Pero durante el lanzamiento, sin embargo, habrá tanto fuertes vibraciones y como una potente aceleración.

El picosatélite, y por ende el Módulo de Potencia, tienen que ser capaces de soportar una aceleración de 15 g. Esto en sí no debe tener ningún efecto directo en la mayoría de los componentes electrónicos, pero deben tenerse en cuenta en el diseño global, por ejemplo, evitar componentes altos y pesados que podrían romperse durante la aceleración.

El diseño general también tiene que soportar la vibración causada durante el lanzamiento y estas pruebas de vibración del picosatélite se hacen antes de ser incorporado al vehículo lanzador (cohete). Una vez más, la mayoría de los componentes por sí mismos son capaces de resistir las vibraciones, pero la utilización de componentes mecánicos, tales como potenciómetros, relés u otros, se debe evitar siempre que sea posible.

El efecto del entorno sobre la fuente de alimentación

Como se ha descrito anteriormente, hay unos pocos criterios que deben ser considerados cuando se construye un Módulo de Potencia. Las dos consideraciones más importantes son: la radiación y la temperatura. En cuanto a la temperatura implica

que los componentes utilizados en el Módulo de Potencia deben ser como mínimo de grado industrial para ser capaces de soportar las temperaturas extremas en el espacio. El efecto de la radiación SEU se corrige por software, el efecto por la radiación SEL depende de que los componentes deberán ser capaces de soportar el desgaste dentro del tiempo de vida del picosatélite. Un método redundante en hardware debe ser desarrollado para soportar el SEL.

ANÁLISIS, REQUERIMIENTOS DEL MÓDULO DE POTENCIA

Se define las funciones a cumplir por el Módulo de Potencia, la disponibilidad energética y el consumo estimado de los diferentes subsistemas (usuarios) del picosatélite [7].

Entre las funciones que como mínimo debe cumplir el Módulo de Potencia están: la de proporcionar (en la medida de lo posible) un continuo servicio eléctrico durante la vida útil del picosatélite, tanto en el consumo promedio como en el consumo pico, unos buses regulados de voltaje DC estables con mínima variación a la salida controlando voltajes transitorios, capacidad para prevenir y actuar ante eventos o fallos que se puedan producirse como el aumento en la temperatura, cortocircuitos o sobrevoltajes mediante la implementación de un sistema de protección a los usuarios, capacidad de

gestión de energía para optimizar su uso de forma automática o por microcontrolador, adquisición de información (sensores) para su uso en la telemetría del picosatélite para conocer el estado del Módulo de Potencia o para tomar decisiones. Los elementos clave del Módulo de Potencia con base en las funciones anteriormente definidas, se aprecian en la figura 4.

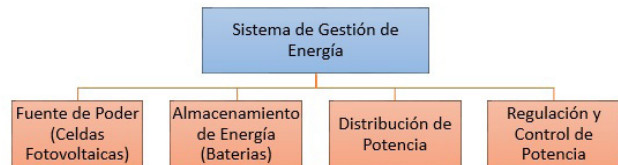


Figura 4. Elementos de un Módulo de Potencia [16].

Requerimientos de consumo de potencia

El cálculo de los requerimientos de consumo de potencia eléctrica para los diferentes subsistemas del picosatélite se encuentran actualizados en la tabla 1 para el Módulo de Potencia, se muestran los valores de consumo pico para cada usuario, tanto en potencia como en energía, y el consumo total si todos los usuarios estuviesen funcionando al mismo tiempo, que sería el peor caso. Los valores de consumo están sobredimensionados a valores críticos para compensar el peor escenario posible. Como se aprecia en la tabla 1 no todos los usuarios funcionan todo el tiempo.

Tabla 1. Presupuesto de energía (consumo pico) subsistemas picosatélite

Subsistema picosatélite (usuario)	Voltaje [V]	Corriente [mA]	Potencia [mW]	Tiempo de operación por orbita (97min), [min]	Energía [mWh]
OBC	5	40	200	97	323,33
COMM Recepción	5	70	350	58	338,33
COMM Beacon	5	500	2500	29	1208,33
COMM Trasmisión	5	500	2500	10	416,67
MCU's y sensores	3,3	50	165	97	266,75
ATT	5	200	1000	49	816,67
EPS Calentadores	5	150	750	30	375,00
Energía consumida por orbita					3745,08

Para determinar los alcances máximos del Módulo de Potencia se ha determinado unos valores próximos máximos o picos de consumo del Módulo de Comunicaciones (COMM), el Módulo de Computador a Bordo (OBC), el Módulo de Actitud (ATT) y el propio Módulo de Potencia (EPS), y en general los microcontroladores y sensores localizados en el picosatélite que conforman el segmento espacial del picosatélite sobre la base de información suministrada por estos módulos o por estimativos de módulos en otros picosatélites en el mundo.

Paneles solares, disponibilidad energética

El grupo de trabajo del Módulo de Paneles Solares [8] proporciona el prototipo para el arreglo de celdas fotovoltaicas más conveniente para su utilización en los paneles solares del picosatélite experimental CubeSat UD Colombia 1, con base en un estudio de celdas disponibles en el mercado [9]. El resultado de este trabajo son paneles solares no desplegables y que se hallan montados en las caras de un picosatélite tipo CubeSat de tamaño 1U.

El modelo utilizado por ellos para el diseño de los paneles solares se basa en fuentes de corriente, ya que tiene similitudes en la forma como las celdas fotovoltaicas convierten la energía solar en energía eléctrica. El voltaje proporcionado en cada celda fotovoltaica tiende a ser estable en la salida, con variaciones en la corriente de celda que es proporcional a la energía recibida por esta. El esquemático de circuito de cada Panel Solar se muestra en la figura 5. La energía disponible por el Módulo de Paneles Solares se puede apreciar en la tabla 2.

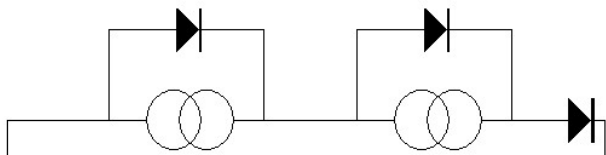


Figura 5. Configuración del panel solar en cada cara en el picosatélite CubeSat UD Colombia 1.

Tabla 2. Potencia disponible por cara del picosatélite.

Cara del picosatélite	Voc	Isc	Potencia máxima [W]	Potencia promedio en el sol [W]
Superior	4,76	0,51	2,02	0.306
Inferior	4,43	0,51	2,02	0.306
Frontal	4,43	0,22	0,89	0.138
Lado 1	4,43	0,51	2,02	0.306
Lado 2	4,43	0,51	2	0.306
Lado 3	4,43	0,51	2,02	0.306
TOTAL			3,498	1.668

Fuente: [8].

COMPONENTES DE RADIACIÓN SOLAR SOBRE EL PICOSATÉLITE

Para un satélite en el espacio, la principal fuente de energía proviene de la radiación solar y en menor medida del albedo terrestre y la radiación infrarroja desde la tierra [10].

La radiación solar es la principal irradiación a tener en cuenta, la cual puede ser transformada en energía eléctrica a través de procesos de conversión directa utilizando celdas solares. El flujo de energía solar es inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre el Sol la tierra y esta distancia varia aproximadamente entre 1335W/m² y 1414W/m² en el transcurso del año. En la condición AM0 (masa de aire cero), el valor recomendado por la Sociedad Americana de Pruebas y Materiales (ASTM) es:

$$I_{Sol} = 1366 \text{ W/m}^2$$

La irradiación por Albedo de la tierra es la fracción de luz que se refleja de una superficie. La irradiación Albedo de la Tierra puede variar desde 0.03 a 0.8. El promedio de la irradiación Albedo de la Tierra es de 0.34. Entonces el valor promedio de la radiación por albedo de la tierra es:

$$I_{Alb} = I_{Sol} * 0,34 I_{Alb} = 465 \text{ W/m}^2$$

Debido a la tecnología propia de las celdas solares multijuntura, el espectro de luz infrarroja (de 700nm a 1000nm) puede ser tenida en cuenta

como aporte a la irradiación total que recibe el picosatélite. El valor promedio de esta radiación es:

$$I_{IR} = 237 \text{ W/m}^2$$

Si se considera una órbita sincronizada con el sol a 650 kilómetros de altura, con el satélite en eclipse de alrededor del 33% del tiempo, la potencia real entregada se multiplica por un factor de 2/3.

REGULADORES EN EL MÓDULO DE POTENCIA: CONVERTIDORES DC-DC

El convertidor DC-DC es el principal elemento que integra el Módulo de Potencia del picosatélite, es el que permite acondicionar la energía proveniente de los paneles solares, proporcionar un nivel adecuado para la carga de un arreglo de baterías y suministrar los buses regulados a los usuarios. La figura 6 muestra cómo el Convertor DC-DC se relaciona con los periféricos.

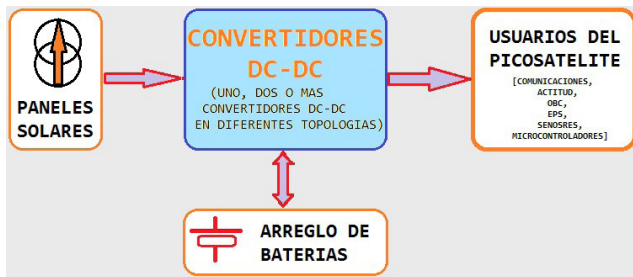


Figura 6. Convertor DC-DC como elemento principal de los circuitos del Módulo de Potencia.

La configuración en torno al convertor DC-DC en lo que se denomina la topología es la forma como se disponen los circuitos, las etapas, los bloques funcionales, los periféricos en el Módulo de Potencia que van a permitir cumplir con los requerimientos del estándar CubeSat, y de la Misión en el ambiente del entorno espacial. El análisis de requerimientos parte de lo general a lo particular, es decir desde analizar por ejemplo el tipo de órbita hasta seleccionar los componentes necesarios, sobre la base de una disponibilidad energética, un

consumo estimado y un sistema de almacenamiento de energía.

Conceptos como robustez, complejidad, respaldo, desempeño, eficiencia, fiabilidad, funcionalidad, protección, entre otros, han de ser tenidos en cuenta. Evaluar estos aspectos permite calcular costos, recursos, tamaño, riesgos, tiempos de construcción del módulo.

El resultado en resumen de dicho análisis es la topología mostrada en la figura 7, en donde se aprecia la inclusión de dos bloques de convertidores DC-DC en un camino directo desde los paneles solares hasta la salida, uno para acondicionar la energía proveniente de los paneles solares y el otro para generar los buses de usuario regulados, dejando al banco de baterías como una fuente de energía secundaria.

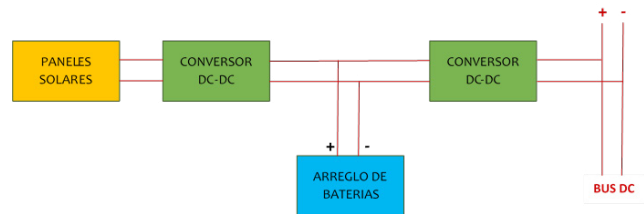


Figura 7. Configuración topológica final convertidores DC-DC [17].

BATERÍAS

Es necesario el uso de baterías para proveer de energía eléctrica al picosatélite durante el eclipse y cuando hay una demanda pico de potencia eléctrica en el consumo. Las baterías sirven de respaldo en caso de falla en las celdas solares, y simultáneamente como almacenamiento redundante de energía. Debido a las condiciones orbitales, ellas operaran en un amplio rango de temperaturas en el espacio. El peso y el tamaño de las baterías deben ser lo más reducido posible.

Las baterías seleccionadas son baterías de Litio Ion Polímero (Li-Ion Pol), apropiadas especialmente

entre otras ventajas por su alta densidad de energía en un tamaño flexible reducido y bajo peso que es ideal para un picosatélite CubeSat. Entre otras características a resaltar de este tipo de tecnología de baterías son sus altos ciclos de trabajo y la alta tasa de descarga.

Existen dos desventajas al utilizar este tipo de baterías de Li-Ion-Pol en el espacio exterior que son:

- Es importante un control para el inicio de la carga y la terminación de la carga para este tipo de baterías.
- Aún más crítico es el control de la temperatura, sobre todo con los bruscos cambios que se pueden producir en el espacio, las baterías de Li-Ion Pol son muy sensibles a esto, en especial a las bajas temperaturas que pueden producir la cristalización del material del que están hechas. A muy altas temperaturas pueden producir que se desgasifiquen y degraden la batería llegando a explotar.

CALENTADOR BATERÍAS

El picosatélite deberá soportar temperaturas extremas en el exterior que pueden ir desde los -40°C a los 85°C como producto de la radiación solar y la radiación infrarroja directamente, y por los momentos de eclipse. Todos cambios térmicos bruscos. Esto repercute en la temperatura interna del picosatélite, que requiere antes que nada un nivel de aislamiento externo adecuado. Pero aun así con un buen aislamiento, al interior del picosatélite las temperaturas podrían variar en márgenes no deseables que puede afectar componentes críticos. A la selección de componentes electrónicos que soporten márgenes de temperatura amplios se debe diseñar un sistema de calefacción interna para protegerlos. El elemento más crítico son las baterías de Li-Ion que son muy sensibles a los extremos de temperatura, en especial las temperaturas bajas.

Existen dos formas de manejar la parte de control termal: una es mediante un sistema de calefacción pasiva y la otra mediante un control de calefacción activa. La primera tiene que ver como el calor es transferido y disipado por la estructura, de igual forma, depende de un buen diseño estructural y del aislamiento y conducción exterior-interior al picosatélite. El segundo es añadiendo un control térmico activo y consiste en usar elementos activos como resistencias que eleven la temperatura [11,12].

DISEÑO DEFINITIVO MÓDULO DE POTENCIA

El Módulo de Potencia final tiene cuatro etapas: una primera etapa que acondiciona la energía eléctrica proveniente de los paneles solares y establece un nivel adecuado de voltaje para cargar las baterías. La segunda etapa es el sistema de carga de baterías y el circuito de selección entre la energía proveniente de paneles solares o de las baterías. La tercera etapa es la generación de buses del sistema, que para el picosatélite experimental CubeSat UD Colombia 1, se determinó buses necesarios de 5.0V y de 3.3V; el bus de 5.0 Voltios proporciona potencia a los módulos del picosatélite, el bus de 3.3V se usa para alimentar sensores y microcontroladores en el picosatélite. La cuarta etapa es un sistema de habilitación de usuarios y protección de estos contra eventos de sobreconsumo en corriente o sobre voltajes, así como de sobre temperatura. Paralelamente a estas cuatro etapas esta un sistema de calefacción activo montado sobre las baterías y un microcontrolador para hacer la gestión de energía. El Módulo de Potencia Final se puede apreciar en la figura 8, en la que se puede apreciar los circuitos integrados utilizados.

Se utiliza un software de diseño computacional electrónico para el diseño esquemático y de la tarjeta de circuito impreso (PCB) del circuito. En la figura 9 se evidencia una vista en 3D del resultado de la PCB con los componentes ensamblados y en la figura 10 las imágenes del Módulo de Potencia implementado sobre la cual se realizan las pruebas eléctricas.

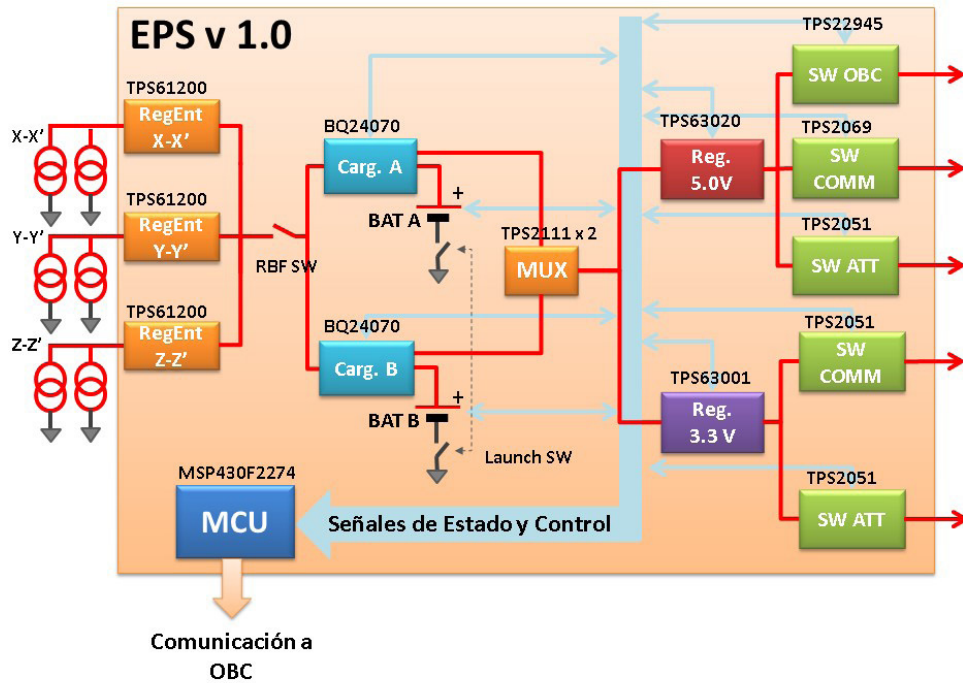


Figura 8. Módulo de Potencia Final.

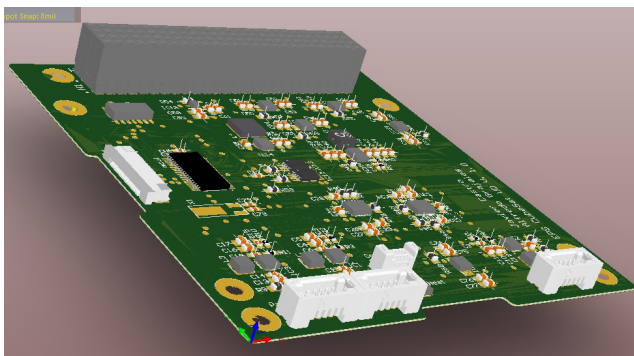


Figura 9. Vista en 3D del Módulo de Potencia Versión 1 diseñado con Altium Designer.

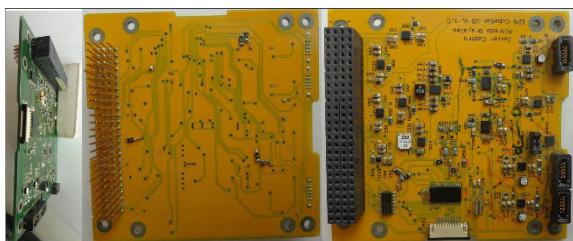


Figura. 10 EPS v1.

RESULTADOS

A continuación, en las tablas 3, 4 y 5 se muestra algunos resultados obtenidos de las pruebas hechas a al Módulo de Potencia en su versión 1 (prototipo).

Tabla 3. Voltaje de salida bus 3.3v: BUS general de usuarios y sensores EPS.

Bus 3.3V	Valor	Descripción
VBUS3.3	3.333v	Bus general presente en el conector PC-104
VSYS	3.325v	Voltaje de alimentación para la EPS (SENSORES)

Tabla 4. Voltaje de salida en usuarios sin carga.

Usuario	Voltaje de salida medido sin carga (V)
V_OBC_5.0V	4.99
V_COM_5.0V	4.98
V_ATT_5.0V	4.99

Tabla 5. Voltaje de salida versus Corriente de salida: usuario Módulo de Comunicaciones.

Carga (Ω)	Voltaje_ COM_5.0V (V)	Corriente_ COM_5.0V (mA)	Potencia (mW)
100	4.99	49	244.51
46.1	4.98	108	537.84
9.5	4.95	519	2569.05
5.4	4.90	900	4410.00
4.8	4.88	1006	4909.28

CONCLUSIONES

El Módulo de Potencia se interconecta con otros módulos por un solo conector similar al PC104, esto evita cables dispersos por todo el picosatélite. Las pruebas eléctricas hechas a esta primera versión del Módulo de Potencia muestran un aceptable desempeño del Módulo de Potencia cumpliendo con los requerimientos del estándar CubeSat y de la misión.

Partiendo de una disponibilidad energética y un consumo pico y promedio de usuarios, se requiere un sistema de baterías para suplir de potencia eléctrica cuando el picosatélite está en eclipse o los paneles no son capaces de entregar toda la potencia que requieren los usuarios.

Cada etapa del Módulo de Potencia cumple con las funciones diseñadas que son el acondicionamiento de la energía, la carga de baterías, la generación de buses de usuario y la distribución a los usuarios. Un sistema de protección a usuarios es necesario para protegerlos de transientes en el voltaje y contra corto circuitos e incremento en la temperatura interior.

En esta primera versión del Módulo de Potencia se implementa un sistema de gestión de energía automático en cada etapa del Módulo de Potencia y centralizada en control en el Módulo del OBC en su propio microcontrolador.

El protocolo de comunicaciones I2C permite leer información de sensores colocados en las baterías y comunicarse con el OBC por SPI.

Una vez lanzado el picosatélite al espacio desde el vehículo espacial (cohete), se energiza primero la EPS, y esta a su vez hace una secuencia de energización de los diferentes módulos empezando por el Módulo de OBC.

Se requiere unas técnicas especiales de diseño pues se maneja potencia eléctrica enfocado a la disipación de calor, el aislamiento de interferencias electromagnéticas, el manejo de señales de información *versus* señales de potencia, sistemas de seguridad para evitar daños y alargar la vida útil del Módulo de Potencia.

Como se ha descrito anteriormente, hay unos pocos criterios que deben ser considerados cuando se construye una fuente de alimentación. Las dos consideraciones más importantes son: la radiación y la temperatura. En cuanto a la temperatura implica que los componentes utilizados en la fuente de alimentación deben ser como mínimo de grado industrial para ser capaces de soportar las temperaturas extremas en el espacio. Teniendo en cuenta que el efecto de la radiación SEU es la más grave amenaza, la fuente de alimentación y los componentes deberán ser capaces de soportar el desgaste dentro del tiempo de vida del satélite. Esto implica que un método redundante debe ser desarrollado para soportar el SEU.

REFERENCIAS

- [1] CubeSat Design Specification (CDS) REV 13. California Polytechnic State University–San Luis Obispo, [On line] CA 93407, http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final2.pdf
- [2] Monroy Gómez, R., *Experiencias de las Universidades en el Desarrollo de Pequeños Satélites*. México, D.F., octubre de 2013. Trabajo de Grado (Ingeniero en Telecomunicaciones). Universidad Nacional Autónoma de México. Facultad de Ingeniería.

- [3] Serrano Arellano, A., *Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario*. México, D.F., febrero de 2015. Trabajo de Grado (Ingeniero en Telecomunicaciones). Universidad Nacional Autónoma de México. Facultad de Ingeniería.
- [4] Chaves Garcia, Augusto E., *Sistema de Potencia Fotovoltaica para Equipos Remotos: Diseño del Módulo de Potencia Picosatélite Experimental CubeSAT UD*. Bogotá, 2008, 137 h. Trabajo de grado (Ingeniero Electrónico). Universidad Distrital Francisco José de Caldas. Facultad de Ingeniería. Proyecto Curricular de Ingeniería Electrónica.
- [5] Rodríguez Fonseca, A. y Rojas Durán, J., *Análisis con Metodología Rup (Rational Unified Process) e Implementación de un Diseño de una Etapa de Potencia para Picosatélite de Tipo CubeSat*. Bogotá, 2011. Trabajo de Grado (Ingeniero Electrónico). Universidad Distrital Francisco José de Caldas. Facultad de Ingeniería. Coordinación de Ingeniería Electrónica.
- [6] Jeppesen, T. y Thomsen, M. *Mid-curriculum / Special Course at Eltek, DTU: Design of a Power Supply System for DTUosat*. 2002. Technical University of Denmark.
- [7] Larson, Wiley J., Wertz James R. *Space Mission Analysis and Design*. El Segundo CA: Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 1999.
- [8] Aguilar Pirachicán C. y Amaya Camargo A., *Estudio del Sistema de Celdas Fotovoltaicas para la Implementación de los Paneles Solares del CubeSat Colombia 1*. Bogotá, 2011. Trabajo de Grado (Ingeniero Electrónico). Universidad Distrital Francisco José de Caldas. Facultad de Ingeniería. Coordinación de Ingeniería Electrónica.
- [9] Salamanca Céspedes, J. *Celdas fotovoltaicas de alta eficiencia y sistema de paneles solares del Cubesat Colombia 1*. Redes de ingeniería, 3(2), 41-50, 2013. [En línea] <http://revistas.udistrital.edu.co/ojs/index.php/REDES/article/view/6381/7901>
- [10] Puerto Leguizamón, Gustavo A. y González Llorente Jesús D. *Estimación de la Cantidad de Potencia Suministrada por las Celdas Fotovoltaicas de un CubeSat: Proyecto Análisis para Optimizar el Sistema de energía de un CubeSat 3u, código USA-2011-0077*. Bogotá, 2013. Investigación financiada por la Universidad Sergio Arboleda. Desarrollo Tecnológico del Grupo de Investigación Esinusa. Fondo de Investigación e Innovación de la Universidad Sergio Arboleda (FIIUSA).
- [11] Piqueras Carreño, Javier. *Diseño del Módulo de Cálculo de Potencia Eléctrica para su aplicación en una CDF*. Madrid, 2013/2014. Universidad Politécnica De Madrid. Escuela Técnica Superior de Ingeniería Aeronáutica y del Espacio. Ciencias y Tecnologías Aeroespaciales.
- [12] Friedel, J. y Mckibbon, S. *Thermal Analysis of the CubeSat CP3 Satellite*. San Luis Obispo, CA, Julio de 2011. California Polytechnic State University. Aerospace Engineering Department.
- [13] Cube Sat., [En línea] <http://www.cubesat.org>
- [14] Tecnologías de la Comunicación, S.f., [En línea], <http://omegazenittecnologia.blogspot.com.co/2011/07/tecnologias-de-la-comunicacion.html>
- [15] Sammy Kayali, *Space Radiation Effects on Microelectronics*, S.f., [En línea], http://parts.jpl.nasa.gov/docs/Radcrs_Final.pdf
- [16] Salamanca, J., Castro, J. Grajales, A., *Diseño e implementación de un módulo de gestión de energía para un pico-satélite tipo CUBESAT*. Revista Tecnura, 16, 55-67, 2012. [En línea], <http://revistas.udistrital.edu.co/ojs/index.php/Tecnura/article/view/6813>
- [17] Power Supply Unit for the AAU-Cubesat, 01GR509, December 20, 2001.

